

Document made available under the Patent Cooperation Treaty (PCT)

International application number: PCT/ES05/000088

International filing date: 25 February 2005 (25.02.2005)

Document type: Certified copy of priority document

Document details: Country/Office: ES
Number: P200400474
Filing date: 27 February 2004 (27.02.2004)

Date of receipt at the International Bureau: 20 April 2005 (20.04.2005)

Remark: Priority document submitted or transmitted to the International Bureau in compliance with Rule 17.1(a) or (b)



World Intellectual Property Organization (WIPO) - Geneva, Switzerland
Organisation Mondiale de la Propriété Intellectuelle (OMPI) - Genève, Suisse



MINISTERIO
DE INDUSTRIA, TURISMO
Y COMERCIO



Oficina Española
de Patentes y Marcas

CERTIFICADO OFICIAL

Por la presente certifico que los documentos adjuntos son copia exacta de la solicitud de PATENTE DE INVENCION número P200400474 , que tiene fecha de presentación en este Organismo 2004-02-27

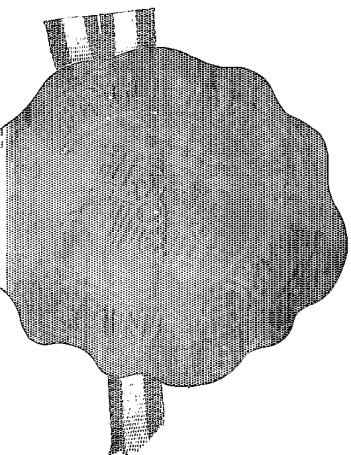
INDICACIÓN DE PRIORIDAD: El código del país con el número de su solicitud de prioridad, que ha de utilizarse para la presentación de solicitudes en otros países en virtud del Convenio de París, es: ES200400474

Madrid, 31 de Marzo de 2005

El Director del Departamento de Patentes
e Información Tecnológica

P.D.

ANA Mª REDONDO MINGUEZ





INSTANCIA DE SOLICITUD

NUMERO DE SOLICITUD

P200400474

4 FEB 27 12:24

FECHA Y HORA DE PRESENTACIÓN EN LA O.E.P.M.

FECHA Y HORA PRESENTACIÓN EN LUGAR DISTINTO O.E.P.M.

(4) LUGAR DE PRESENTACIÓN:

CÓDIGO

MADRID

28

(1) MODALIDAD:

☒ **PATENTE DE INVENCION**

☐ **MODELO DE UTILIDAD**

(2) TIPO DE SOLICITUD:

☐ ADICIÓN A LA PATENTE

☐ SOLICITUD DIVISIONAL

☐ CAMBIO DE MODALIDAD

☐ TRANSFORMACIÓN SOLICITUD PATENTE EUROPEA

☐ PCT: ENTRADA FASE NACIONAL

(3) EXP. PRINCIPAL O DE ORIGEN:

MODALIDAD

Nº SOLICITUD

FECHA SOLICITUD

(5) SOLICITANTE (S): APELLIDOS O DENOMINACIÓN SOCIAL

INSTITUTO NACIONAL DE TECNICA

AEROESPACIAL "ESTEBAN TERRADAS"

NOMBRE

NACIONALIDAD

ESPAÑOLA

CÓDIGO PAÍS

ES

DNI/CIF

Q2822003F

CNAE

PYME

(6) DATOS DEL PRIMER SOLICITANTE:

DOMICILIO **Ctra. de Ajalvir Km.4**

LOCALIDAD **TORREJON DE ARDOZ**

PROVINCIA **MADRID**

PAÍS RESIDENCIA **ESPAÑA**

NACIONALIDAD **ESPAÑOLA**

TELÉFONO

FAX

CORREO ELECTRÓNICO

CÓDIGO POSTAL **28850**

CÓDIGO PAÍS **ES**

CÓDIGO PAÍS **ES**

(7) INVENTOR (ES):

APELLIDOS

DE LA PARRA CARQUE

NOMBRE

SERGIO

NACIONALIDAD

ESPAÑOLA

CÓDIGO

PAÍS

ES

(8)

☐ EL SOLICITANTE ES EL INVENTOR

☒ EL SOLICITANTE NO ES EL INVENTOR O ÚNICO INVENTOR

(9) MODO DE OBTENCIÓN DEL DERECHO:

☒ INVENC. LABORAL

☐ CONTRATO

☐ SUCESIÓN

(10) TÍTULO DE LA INVENCION:

SISTEMA Y METODO DE FUSION DE SENSORES PARA ESTIMAR POSICION, VELOCIDAD Y ORIENTACION DE UN VEHICULO, ESPECIALMENTE UNA AERONAVE.

(11) EFECTUADO DEPÓSITO DE MATERIA BIOLÓGICA:

☐ SI

☒ NO

(12) EXPOSICIONES OFICIALES: LUGAR

FECHA

(13) DECLARACIONES DE PRIORIDAD:

PAÍS DE ORIGEN

CÓDIGO
PAÍS

NÚMERO

FECHA

(14) EL SOLICITANTE SE ACOGE AL APLAZAMIENTO DE PAGO DE TASAS PREVISTO EN EL ART. 162. LEY 11/86 DE PATENTES

☐

(15) AGENTE /REPRESENTANTE: NOMBRE Y DIRECCIÓN POSTAL COMPLETA. (SI AGENTE P.I., NOMBRE Y CÓDIGO) (RELLÉNESE, ÚNICAMENTE POR PROFESIONALES)

ANGEL DAVILA BAZ 544/4 (c/Goya No.11, 28001 MADRID)

(16) RELACIÓN DE DOCUMENTOS QUE SE ACOMPAÑAN:

☒ DESCRIPCIÓN Nº DE PÁGINAS: **20**

☒ Nº DE REIVINDICACIONES: **12**

☒ DIBUJOS. Nº DE PÁGINAS: **6**

☐ LISTA DE SECUENCIAS Nº DE PÁGINAS:

☒ RESUMEN

☐ DOCUMENTO DE PRIORIDAD

☐ TRADUCCIÓN DEL DOCUMENTO DE PRIORIDAD

☐ DOCUMENTO DE REPRESENTACIÓN

☒ JUSTIFICANTE DEL PAGO DE TASA DE SOLICITUD

☐ HOJA DE INFORMACIÓN COMPLEMENTARIA

☐ PRUEBAS DE LOS DIBUJOS

☐ CUESTIONARIO DE PROSPECCIÓN

☒ OTROS: **DOC.DECLARACION**

FIRMA DEL SOLICITANTE O REPRESENTANTE

A. DAVILA BAZ 544/4

Nº 061.580

(VER COMUNICACIÓN)

FIRMA DEL FUNCIONARIO

NOTIFICACIÓN SOBRE LA TASA DE CONCESIÓN:

Se le notifica que esta solicitud se considerará retirada si no procede al pago de la tasa de concesión; para el pago de esta tasa dispone de tres meses a contar desde la publicación del anuncio de la concesión en el BOPI, más los diez días que establece el art. 81 del R.D. 2245/1986.



RESUMEN Y GRÁFICO

RESUMEN (Máx. 150 palabras)

SISTEMA Y METODO DE FUSION DE SENSORES PARA ESTIMAR POSICION, VELOCIDAD Y ORIENTACION DE UN VEHICULO, ESPECIALMENTE UNA AERONAVE.

Sistema para estimar posición, velocidad y orientación de un vehículo (10), que comprende medios para determinar las componentes, según ejes cuerpo del vehículo, de dos vectores unitarios constantes no colineales \hat{g}_b, \hat{e}_b ; medios para determinar las componentes, según ejes tierra, de dichos vectores unitarios constantes no colineales \hat{g}_i, \hat{e}_i ; medios para determinar las tres componentes de velocidad angular $\hat{\omega}_b$ del vehículo en ejes cuerpo; medios para corregir dicha velocidad angular $\hat{\omega}_b$ con una corrección u_ω y obtener una velocidad angular corregida $\hat{\omega}_b = \hat{\omega}_b + u_\omega$; un módulo de control (14), que implementa una ley de control para calcular dicha corrección u_ω , donde dicha ley de control es:

$$u_\omega = \sigma(\hat{g}_b \times \hat{g}_i + \hat{e}_b \times \hat{e}_i) \quad [1]$$

siendo σ un escalar positivo,

de forma que al utilizar dicha velocidad angular corregida $\hat{\omega}_b = \hat{\omega}_b + u_\omega$ como entrada a un módulo de integración de las ecuaciones cinemáticas, éstas son estables en sentido ISS y el error en la estimación de la matriz de cosenos directores \hat{B} y de los ángulos de Euler $\hat{\Phi}$ se mantiene acotado.

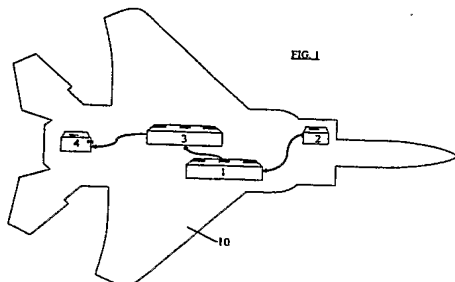


FIG. 1



SOLICITUD DE PATENTE DE INVENCION

NÚMERO DE SOLICITUD
P200400474

31 NÚMERO

DATOS DE PRIORIDAD

32 FECHA

33 PAÍS

22 FECHA DE PRESENTACIÓN

62 PATENTE DE LA QUE ES
DIVISORIA

71 SOLICITANTE (S)

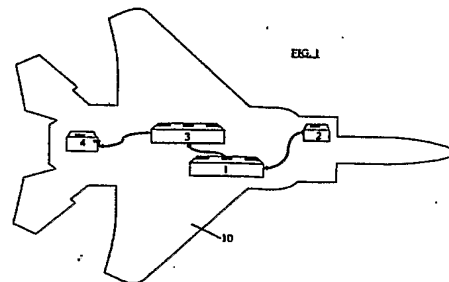
INSTITUTO NACIONAL DE TECNICA AEROSPAZIAL "ESTEBAN TERRADAS"

DOMICILIO **Ctra. de Ajalvir Km.4, 28850 TORREJON DE ARDOZ (MADRID)** NACIONALIDAD **ESPAÑOLA**

72 INVENTOR (ES) **D. SERGIO DE LA PARRA CARQUE.**

51 Int. Cl.

GRÁFICO (SÓLO PARA INTERPRETAR RESUMEN)



54 TÍTULO DE LA INVENCION

SISTEMA Y METODO DE FUSION DE SENSORES PARA ESTIMAR POSICION, VELOCIDAD Y ORIENTACION DE UN VEHICULO, ESPECIALMENTE UNA AERONAVE.

57 RESUMEN

SISTEMA Y METODO DE FUSION DE SENSORES PARA ESTIMAR POSICION, VELOCIDAD Y ORIENTACION DE UN VEHICULO, ESPECIALMENTE UNA AERONAVE.

Sistema para estimar posición, velocidad y orientación de un vehículo (10), que comprende medios para determinar las componentes, según ejes cuerpo del vehículo, de dos vectores unitarios constantes no colineales \hat{g}_b, \hat{e}_b ; medios para determinar las componentes, según ejes tierra, de dichos vectores unitarios constantes no colineales \hat{g}_t, \hat{e}_t ; medios para determinar las tres componentes de velocidad angular $\hat{\omega}_b$ del vehículo en ejes cuerpo; medios para corregir dicha velocidad angular $\hat{\omega}_b$ con una corrección u_ω y obtener una velocidad angular corregida $\hat{\omega}_b = \hat{\omega}_b + u_\omega$; un módulo de control (14), que implementa una ley de control para calcular dicha corrección u_ω , donde dicha ley de control es:

$$u_\omega = \sigma(\hat{g}_b \times \hat{g}_t + \hat{e}_b \times \hat{e}_t) \quad [1]$$

siendo σ un escalar positivo,

de forma que al utilizar dicha velocidad angular corregida $\hat{\omega}_b = \hat{\omega}_b + u_\omega$ como entrada a un módulo de integración de las ecuaciones cinemáticas, éstas son estables en sentido ISS y el error en la estimación de la matriz de cosenos directores \hat{B} y de los ángulos de Euler $\hat{\Phi}$ se mantiene acotado.

SISTEMA Y MÉTODO DE FUSIÓN DE SENSORES PARA ESTIMAR POSICIÓN, VELOCIDAD Y ORIENTACIÓN DE UN VEHÍCULO, ESPECIALMENTE UNA AERONAVE

Campo de la invención

5 El presente invento se refiere a un método y sistema para integrar datos procedentes de diversos sensores y estimar la posición, velocidad y orientación de un vehículo. Es especialmente apropiada su aplicación a Aeronaves No Tripuladas (UAV) que incorporan sensores de bajo coste para:

- determinar la actitud y orientación del vehículo;
- 10 - determinar su posición y velocidad;
- navegar durante periodos de tiempo limitados sin GPS.

La invención se integra dentro de los campos de fusión de sensores, determinación de actitud y navegación inercial.

Antecedentes de la invención

15 Existen diversos métodos para estimar la posición, velocidad y orientación de un vehículo:

1.- Sistema de navegación inercial o INS: Integra las aceleraciones y velocidades angulares proporcionadas por una Unidad de Medida Inercial (IMU) para calcular la posición, velocidad y orientación del vehículo. Como esta integración es
20 neutralmente estable, los errores se acumulan y las soluciones obtenidas divergen rápidamente, salvo que se utilicen sensores de muy alta calidad, que elevan el coste y peso del sistema.

La solución pasa por estabilizar la integración mediante realimentación de bucle cerrado con medidas de otros sensores que no deriven con el tiempo. Con este
25 propósito, se utilizan medidas de velocidad aerodinámica y las proporcionadas por GPS y magnetómetros. Se emplean diversos métodos para integrar todas o parte de estas medidas:

1.1.- Filtro de Kalman Lineal: Es el de mayor simplicidad y menor coste computacional y, por tanto, muy atractivo para aplicaciones de bajo coste. El
30 inconveniente es que sólo es aplicable a sistemas dinámicos lineales o linealizados. Por tanto, solamente en casos concretos podrá utilizarse.

1.2.- Filtro de Kalman Complementario: Se emplean los algoritmos INS para integrar las medidas de una IMU, que puede ser de bajo coste. Las entradas al INS se corrigen con las salidas de un filtro de Kalman lineal constituido por un modelo de error
35 del INS y de las medidas y alimentado por el error entre la posición y velocidad

estimadas por el INS y las medidas por el resto de sensores. El problema es que la linealización que conlleva el modelo de error implica que no se garantice convergencia global y actualizaciones espúreas podrían llevar a la divergencia del sistema; además, como todos los filtros de Kalman, su diseño implica el conocimiento de la estadística, tanto del ruido de medida como el del proceso y que estos sean blancos, gaussianos y no correlacionados, lo que en el caso de sensores de bajo coste se da con poca frecuencia. Su coste computacional oscila entre moderado y alto dependiendo de la dimensión de los vectores de estado y medidas.

1.3.- Filtro de Kalman Extendido: Probablemente es el más utilizado al ser más preciso que el filtro Kalman estándar. Puede estimar la dinámica del vehículo que, en general, no es lineal, ya que admite términos no lineales tanto en el modelo como en las medidas. Tiene un riesgo mayor de divergencia que el Kalman estándar, pues las ecuaciones de covarianza se basan en el sistema linealizado y no en el real no lineal. Se ha probado su estabilidad local asintótica, pero no se puede garantizar su estabilidad global. Además de compartir con el resto de los filtros Kalman la necesidad de conocer las estadísticas de ruido y medida, su coste computacional es alto.

2.- Método Estático ó "Single Frame": donde a diferencia de los métodos de filtrado anteriores, se realiza una estimación estática, consistente en obtener la orientación a partir de un conjunto de medidas de vectores unitarios tanto en ejes cuerpo como en ejes referencia. Casi todos los algoritmos (Davenport's, QUEST, FOAM...) se basan en resolver el problema de Wahba, que consiste en encontrar una matriz ortogonal, con determinante +1, que minimice una función de coste compuesta por la suma ponderada de los cuadrados del error entre los vectores unitarios en ejes cuerpo y el resultado de transformar los vectores en ejes referencia por la matriz que se busca. Suele aplicarse en sistemas espaciales, donde se obtienen los vectores unitarios por apuntamiento al Sol y otras estrellas.

Hay algunos ejemplos de aplicación a una estimación dinámica, pero es a base de su integración en un filtro de Kalman, lineal o complementario, con las desventajas enunciadas anteriormente.

Descripción de la invención

La invención se refiere a un sistema de acuerdo con la reivindicación 1 y a un método según la reivindicación 7. Realizaciones preferidas del sistema y del método se definen en las reivindicaciones dependientes.

Dadas las carencias de la técnica anterior que pueden resumirse en:

- falta de garantía de convergencia global;

- necesidad de conocer la estadística de ruido y proceso;
- necesidad de que los ruidos de medida y proceso sean blancos, gaussianos y no correlacionados;
- coste computacional de moderado a alto;

5 el objetivo de la presente invención consiste en suministrar un sistema de fusión de sensores de acuerdo con la reivindicación 1 y un método según la reivindicación 7 que:

- es convergente globalmente en sentido ISS (Input to State Stability);
- no requiere modelos estadísticos complejos; y
- 10 • presenta un coste computacional bajo.

Para conseguir los objetivos anteriores hay que resolver el problema de estabilizar la integración de las ecuaciones cinemáticas de forma global y sin que computacionalmente sea costoso. Para lograrlo, en vez de utilizar métodos de estimación estadística como en el filtro de Kalman, la presente invención plantea el
15 problema como uno de control no lineal y lo resuelve haciendo uso de la teoría de estabilidad de Lyapunov, encontrando una ley de control que proporciona las correcciones u_ω que hay que aplicar a la velocidad angular para estabilizar la integración de las ecuaciones cinemáticas de forma global asintótica.

El planteamiento del problema de control no lineal y su solución ha sido
20 desarrollado de la siguiente forma:

a.- Planteamiento: Sean \bar{g}_b, \bar{e}_b dos vectores unitarios constantes expresados en unos ejes fijos al vehículo (ejes cuerpo), y \bar{g}_t, \bar{e}_t los mismos vectores expresados en ejes locales (ejes tierra).

Si B es la matriz de cosenos directores, se tiene:

$$\begin{aligned}\bar{g}_b &= B\bar{g}_t \\ \bar{e}_b &= B\bar{e}_t\end{aligned}$$

Integrando las ecuaciones cinemáticas con la velocidad angular medida, $\hat{\omega}_b$, obtendríamos una matriz de cosenos directores \hat{B} , que sabemos errónea por las imprecisiones de los sensores. Por tanto, aplicaremos una corrección u_ω a la velocidad angular medida. Llamando $\hat{\omega}_b = \hat{\omega}_b + u_\omega$ a la velocidad angular corregida, e
30 integrándola obtendremos la matriz de cosenos directores \hat{B} . A partir de esta matriz de cosenos directores pueden obtenerse unos vectores estimados \hat{g}_b, \hat{e}_b :

$$\hat{g}_b = \hat{B}\bar{g}_t$$

$$\hat{e}_b = \hat{B}\bar{e}_t$$

Se trata ahora de determinar la corrección u_w para que se anule el error

$$\begin{aligned}\tilde{g}_b &= \bar{g}_b - \hat{g}_b \\ \tilde{e}_b &= \bar{e}_b - \hat{e}_b\end{aligned}\quad [1.1]$$

- 5 Este es un problema de control no lineal que se va a resolver utilizando una extensión del concepto de función de Lyapunov denominado Función de Control de Lyapunov (Clf) [ref1] en los siguientes pasos:

1. Formamos el sistema

$$\dot{z} = f(z, u_w), z = \begin{bmatrix} \tilde{g}_b \\ \tilde{e}_b \end{bmatrix}, f(0,0) = 0 \quad [1.2]$$

10

2. Encontraremos una Clf para el sistema anterior, es decir, una función continua derivable, definida positiva y no acotada radialmente $J : \mathbb{R}^6 \rightarrow \mathbb{R}_+$ tal que:

$$\inf_{u_w \in \mathbb{R}} \left\{ \frac{\partial J}{\partial z}(z) f(z, u_w) \right\} < 0, \quad \forall z \neq 0 \quad [1.3]$$

15

3. Encontraremos una ley de control $u_w = \alpha(z)$ tal que si $W(z)$ es una función definida positiva, se cumpla:

$$\frac{\partial V}{\partial z}(z) f(z, \alpha(z)) \leq -W(z) \quad [1.4]$$

20

4. El Teorema de LaSalle-Yoshizawa [ref1] nos garantiza que el sistema [1.2] con $u_w = \alpha(z)$ es global, uniforme y asintóticamente estable (GUAS) para el punto de equilibrio $z=0$.

b.- Resolución:

1. Derivando [1.1] obtenemos el sistema:

25

$$\begin{aligned}\dot{\tilde{g}}_b &= -\hat{\omega}_b \times \tilde{g}_b + u_w \times \hat{g}_b \\ \dot{\tilde{e}}_b &= -\hat{\omega}_b \times \tilde{e}_b + u_w \times \hat{e}_b\end{aligned}\quad [1.5]$$

2. Probaremos la siguiente Clf:

$$J(z) = \frac{1}{2} [\tilde{g}_b \cdot \tilde{g}_b + \tilde{e}_b \cdot \tilde{e}_b] \quad [1.6]$$

cuya derivada según la solución de [1.5] es:

$$\begin{aligned} \frac{\partial J}{\partial z}(z) f(z, u_w) = \\ -\tilde{g}_b \cdot (\tilde{\omega}_b \times \tilde{g}_b) + \tilde{g}_b \cdot (u_w \times \hat{g}_b) \\ -\tilde{e}_b \cdot (\tilde{\omega}_b \times \tilde{e}_b) + \tilde{e}_b \cdot (u_w \times \hat{e}_b) \end{aligned} \quad [1.7]$$

Teniendo en cuenta las propiedades del producto vectorial queda:

$$\frac{\partial J}{\partial z}(z) f(z, u_b) = -u_w \cdot (\tilde{g}_b \times \hat{g}_b + \tilde{e}_b \times \hat{e}_b) \quad [1.8]$$

5 3. Tomamos la siguiente ley de control:

$$u_w = \sigma(\tilde{g}_b \times \hat{g}_b + \tilde{e}_b \times \hat{e}_b) \quad [1]$$

donde σ es un escalar positivo.

Llamando $\tilde{\Gamma} = \tilde{g}_b \times \hat{g}_b + \tilde{e}_b \times \hat{e}_b$ y substituyendo en [1.8] se tiene:

$$\frac{\partial V}{\partial z}(z) f(z, u_w) = -\sigma(\tilde{\Gamma} \cdot \tilde{\Gamma}) = -\sigma|\tilde{\Gamma}|^2 \quad [1.10]$$

10 4. Puesto que Γ^2 es una función definida positiva, se cumple [1.4] y por el teorema de LaSalle-Yoshizawa [ref1] el sistema [1.5] con $u_w = \sigma\tilde{\Gamma}$ es global, uniforme y asintóticamente estable (GUAS) para el punto de equilibrio $z=0$.

c.- Robustez: La Ley de Control anterior cumple con los objetivos propuestos pero sólo si tenemos medidas perfectas de los vectores \tilde{g}_b, \tilde{e}_b , lo que en la práctica la
15 convertiría en inútil. Sin embargo, como se demostrará seguidamente, no es así y esta ley de control sigue siendo válida con medidas erróneas, siempre que estén acotadas, como ocurre en la práctica.

Supongamos que las medidas \tilde{g}_b, \tilde{e}_b contienen errores aditivos. El vector verdadero será el medido más los errores de medida:

$$\begin{aligned} \tilde{g} &= \hat{g} + \tilde{g} \\ \tilde{e} &= \hat{e} + \tilde{e} \end{aligned} \quad [1.11]$$

Substituyendo en la definición de $\tilde{\Gamma}$ se tiene:

$$\begin{aligned} \tilde{\Gamma} &= (\hat{g}_b + \tilde{g}_b) \times \hat{g}_b + (\hat{e}_b + \tilde{e}_b) \times \hat{e}_b \\ &= [(\hat{g}_b \times \hat{g}_b) + (\tilde{e}_b \times \hat{e}_b)] \\ &\quad + [(\tilde{g}_b \times \hat{g}_b) + (\tilde{e}_b \times \hat{e}_b)] \\ &= \hat{\Gamma} + \tilde{\Gamma} \end{aligned} \quad [1.12]$$

Como únicamente conocemos el valor medido de $\tilde{\Gamma}$, sólo podremos utilizar

$\tilde{\Gamma}$ en las leyes de control, y la ecuación [1.10] se modifica para ser:

$$\begin{aligned} \frac{\partial J}{\partial z}(z) f(z, u_w) &= -\sigma((\tilde{\Gamma} - \tilde{\Gamma}) \cdot \tilde{\Gamma}) \\ &= -\sigma|\tilde{\Gamma}|^2 + \sigma(\tilde{\Gamma} \cdot \tilde{\Gamma}) \end{aligned} \quad [1.13]$$

con lo que ya no se puede garantizar que el sistema [1.5] con $u_w = \sigma\tilde{\Gamma}$ sea global, uniforme y asintóticamente estable (GUAS) para el punto de equilibrio $z=0$. Sin embargo, demostraremos que es ISS (input to state stable) [ref2] [ref3] [ref1], es decir, que se cumple la propiedad:

$$|z(t)| \leq \beta(|z(0)|, t) + \gamma(\sup_{0 \leq \tau \leq t} |\tilde{\Gamma}(\tau)|) \quad [1.14]$$

donde β es una función de clase KL y γ es una función de clase K [ref1].

Utilizando la desigualdad de Young se tiene:

$$\Gamma \cdot \tilde{\Gamma} \leq \tilde{\Gamma} \cdot \tilde{\Gamma} + \frac{1}{4}(\Gamma \cdot \Gamma) \quad [1.15]$$

y sustituyendo en [1.13]:

$$\frac{\partial J}{\partial z}(z) f(z, u_w) \leq -0.75\sigma|\Gamma|^2 + \sigma|\tilde{\Gamma}|^2 \quad [1.16]$$

que prueba que $\frac{\partial V}{\partial z}(z) f(z, u_w) < 0$, $\forall z \neq 0$, siempre que $|\Gamma|^2 > \frac{4}{3}\|\tilde{\Gamma}\|_\infty^2$.

Como $J(z)$ y $\Gamma^2(z)$ son definidas positivas y no están acotadas radialmente y $J(z)$ es lisa, existen funciones $\gamma_1, \gamma_2, \gamma_3$ de clase K_∞ tales que:

$$\begin{aligned} \gamma_1(|z|) &\leq J(z) \leq \gamma_2(|z|) \\ \gamma_3(|z|) &\leq \Gamma^2(z) \end{aligned} \quad [1.17]$$

Por tanto,

$$|z(t)| > \gamma_3^{-1}\left(\frac{4}{3}\|\tilde{\Gamma}\|_\infty^2\right) \Rightarrow \dot{J} < 0 \quad [1.18]$$

Lo que implica que si:

$$|z(0)| \leq \gamma_3^{-1}\left(\frac{4}{3}\|\tilde{\Gamma}\|_\infty^2\right)$$

entonces:

$$J(z(t)) \leq \gamma_2 \circ \gamma_3^{-1}\left(\frac{4}{3}\|\tilde{\Gamma}\|_\infty^2\right)$$

que a su vez implica que

$$|z(t)| \leq \gamma_1^{-1} \circ \gamma_2 \circ \gamma_3^{-1} \left(\frac{4}{3} \|\tilde{\Gamma}\|_{\infty}^2 \right) \quad [1.19]$$

Si, por otra parte

$$|z(0)| > \gamma_3^{-1} \left(\frac{4}{3} \|\tilde{\Gamma}\|_{\infty}^2 \right)$$

5 resulta que

$$|z(t)| \leq \gamma_1^{-1} \circ \gamma_2 (|z(0)|) \quad [1.20]$$

Por tanto, teniendo en cuenta [1.19] y [1.20] se demuestra que $z(t)$ esta acotada globalmente:

$$\|z\|_{\infty} \leq \max \left\{ \gamma_1^{-1} \circ \gamma_2 \circ \gamma_3^{-1} \left(\frac{4}{3} \|\tilde{\Gamma}\|_{\infty}^2 \right), \gamma_1^{-1} \circ \gamma_2 (|z(0)|) \right\}$$

10 y converge al conjunto residual:

$$\mathcal{U} = \left\{ z : \left| z \leq \gamma_1^{-1} \circ \gamma_2 \circ \gamma_3^{-1} \left(\frac{4}{3} \|\tilde{\Gamma}\|_{\infty}^2 \right) \right| \right\} \quad [1.21]$$

Además, por el Teorema C.2 [ref1] (formulado en [ref2]) el sistema [1.5] con la Ley de Control $u_{\omega} = \sigma \tilde{\Gamma}$ es ISS con respecto a los errores de los sensores $\tilde{\Gamma}$.

15 Así, la presente invención se refiere a un sistema para estimar posición, velocidad y orientación de un vehículo, como puede ser una aeronave no tripulada, que incluye:

- medios para determinar las componentes, según ejes cuerpo del vehículo, de dos vectores unitarios constantes no colineales \hat{g}_b, \hat{e}_b ;

20 - medios para determinar las componentes, según ejes tierra, de dichos vectores unitarios constantes no colineales \bar{g}_t, \bar{e}_t ; y

- medios para determinar las tres componentes de la velocidad angular $\hat{\omega}_b$ del vehículo en ejes cuerpo.

El sistema de fusión de sensores de la invención incluye además:

25 - medios para corregir la velocidad angular $\hat{\omega}_b$ con una corrección u_{ω} y obtener una velocidad angular corregida $\hat{\omega}_b = \hat{\omega}_b + u_{\omega}$;

- un módulo de integración de las ecuaciones cinemáticas del vehículo, que recibe como entrada la velocidad angular corregida $\hat{\omega}_b$ y proporciona la matriz de transformación de ejes tierra a ejes cuerpo del vehículo \hat{B} y la orientación del vehículo

30 en forma de ángulos de Euler $\hat{\Phi}$;

- un módulo de síntesis de las componentes en ejes cuerpo de los dos vectores unitarios constantes no colineales para proporcionar una estimación de dichos vectores no colineales en ejes cuerpo \hat{g}_b, \hat{e}_b , donde dicha estimación se calcula según:

$$\begin{aligned}\hat{g}_b &= \hat{B}\bar{g}_t \\ \hat{e}_b &= \hat{B}\bar{e}_t\end{aligned}$$

5 - un módulo de control, que implementa una ley de control para calcular dicha corrección u_ω , donde dicha ley de control es:

$$u_\omega = \sigma(\hat{g}_b \times \hat{g}_b + \hat{e}_b \times \hat{e}_b) \quad [1]$$

siendo σ un escalar positivo,

de forma que al aplicar esta corrección u_ω a la velocidad angular medida $\hat{\omega}_b$ y utilizar
10 la velocidad angular resultante $\hat{\omega}_b = \hat{\omega}_b + u_\omega$ como entrada al módulo de integración de las ecuaciones cinemáticas, éstas son estables en sentido ISS y el error en la estimación de la matriz de cosenos directores \hat{B} y de los ángulos de Euler $\hat{\Phi}$ se mantiene acotado.

Preferiblemente dichos vectores unitarios no colineales \bar{g}, \bar{e} son gravedad local
15 \bar{g} y proyección del campo magnético sobre el plano perpendicular a la gravedad \bar{e} .

Preferiblemente, los medios para determinar las componentes, según ejes
cuerpo del vehículo, de los dos vectores unitarios constantes no colineales \bar{g}_b, \bar{e}_b
incluyen:

- una Unidad de Medida Inercial (IMU), que incluye un conjunto de al menos tres
20 giróscopos y al menos tres acelerómetros situados según los ejes cuerpo del vehículo;
- un magnetómetro con capacidad para medir el campo magnético terrestre según los ejes cuerpo del vehículo;
- sensores de presión estática y diferencial;
- dos veletas para medir los ángulos de ataque y resbalamiento;
- 25 - un módulo de adquisición y proceso de la velocidad angular, configurado para adquirir la velocidad angular $\hat{\omega}_b(t)$ medida por los giróscopos y retrasarla para obtener $\hat{\omega}_b(t-\tau)$;
- un módulo de adquisición y proceso de datos configurado para adquirir la fuerza específica $\hat{a}_b(t)$ medida por los acelerómetros, la presión estática $\hat{p}_s(t)$, la
30 presión diferencial $\hat{p}_d(t)$, el ángulo de ataque $\hat{\alpha}(t)$, el ángulo de resbalamiento $\hat{\beta}(t)$

y el valor del campo magnético terrestre $\hat{m}_b(t)$ medido en el magnetómetro, retrasarlos y procesarlos para calcular la velocidad verdadera respecto al aire $\hat{v}(t-\tau)$, la velocidad aerodinámica en ejes cuerpo $\hat{v}_b(t-\tau)$ según:

$$\hat{v}_b = \begin{bmatrix} \hat{v} \cos \hat{\alpha} \cos \hat{\beta} \\ \hat{v} \sin \hat{\beta} \\ \hat{v} \sin \hat{\alpha} \cos \hat{\beta} \end{bmatrix},$$

- 5 calcular la derivada numérica de la velocidad aerodinámica en ejes cuerpo $\hat{v}_b(t-\tau)$, calcular la gravedad local en ejes cuerpo \hat{g}_b según:

$$\hat{g}_b(t-\tau) = \hat{v}_b(t-\tau) + \hat{\omega}_b(t-\tau) \times \hat{v}_b(t-\tau) - \hat{a}_b(t-\tau)$$

y calcular la proyección del campo magnético terrestre sobre el plano horizontal perpendicular a la gravedad local $\hat{e}(t-\tau)$ según:

10
$$\hat{e}_b(t-\tau) = \hat{m}_b(t-\tau) - \hat{m}_b(t-\tau) \cdot \frac{\hat{g}_b(t-\tau)}{|\hat{g}_b(t-\tau)|}.$$

Los medios para conocer las componentes, según ejes tierra, de los dos vectores unitarios constantes no colineales \hat{g}_t, \hat{e}_t pueden incluir:

- un receptor GPS (Global Positioning System),
- y en dicho módulo de adquisición y proceso de datos (17) se adquieren los datos proporcionados por el GPS, se procesan y se utilizan para calcular las componentes, según los ejes tierra, de los dos vectores unitarios constantes no colineales \hat{g}_t, \hat{e}_t .
- 15

El sistema puede preferiblemente incluir un filtro de Savitzky-Golay en el que se calcula \hat{v}_b , derivada numérica de \hat{v}_b .

- 20 De acuerdo con un aspecto adicional de la presente invención, se proporciona un sistema de fusión de sensores para estimar posición y velocidad de un vehículo, en particular una aeronave no tripulada, que preferiblemente además incluye:

- medios de adquisición de datos de un grupo de sensores situados en el vehículo, como podría ser un receptor GPS (Global Positioning System) y un sensor de presión estática, que proporcionan posición y velocidad en unos ejes fijos a tierra
- 25 \hat{P}_t, \hat{V}_t ;
- en caso de que los medios para conocer las componentes, según los ejes cuerpo del vehículo, de los vectores unitarios constantes mencionados anteriormente no incluyesen medios de adquisición de datos de un conjunto de tres acelerómetros situados según los ejes cuerpo del vehículo, éstos se incluirán para proporcionar la

fuerza específica \hat{a}_b en ejes cuerpo;

- un módulo de navegación, donde a partir de la fuerza específica \hat{a}_b y de la matriz de cosenos directores \hat{B} se integran las ecuaciones de navegación del vehículo para obtener posición y velocidad calculadas en ejes locales y se corrigen en un filtro de Kalman, que puede ser estático, para obtener posición y velocidad estimadas en ejes locales.

En el caso de una aeronave no tripulada todos estos requerimientos de medios para conocer diversos parámetros o de adquisición de datos de sensores pueden cumplirse con los sensores de los que habitualmente disponen este tipo de aeronaves, como se verá en los siguientes apartados, y por tanto, la cantidad de sensores necesarios no supone una desventaja de la presente invención, sino mas bien al contrario una ventaja en cuanto se trata de extraer la máxima información de los sensores de que se dispone.

Es otro objetivo de la presente invención proporcionar un método de fusión de sensores para estimar posición, velocidad y orientación de un vehículo, que comprende:

- calcular las componentes, según ejes cuerpo del vehículo, de dos vectores unitarios constantes no colineales \hat{g}_b, \hat{e}_b a partir de medidas de sensores situados en el vehículo según los ejes cuerpo de éste;
- calcular las componentes, según ejes tierra, de dichos vectores unitarios constantes no colineales \hat{g}_t, \hat{e}_t , a partir de medidas de sensores situados en el vehículo que proporcionan posición en ejes locales;
- medir las tres componentes de velocidad angular $\hat{\omega}_b$ del vehículo en ejes cuerpo;
- corregir la velocidad angular $\hat{\omega}_b$ con una corrección u_ω y obtener una velocidad angular corregida $\hat{\omega}_b = \hat{\omega}_b + u_\omega$;
- integrar las ecuaciones cinemáticas del vehículo, en función de la velocidad angular corregida $\hat{\omega}_b$ y proporcionar la matriz de transformación \hat{B} de ejes tierra a ejes cuerpo del vehículo y la orientación del vehículo en forma de ángulos de Euler $\hat{\Phi}$;
- calcular una estimación de las componentes en ejes cuerpo de los dos vectores unitarios constantes no colineales \hat{g}_b, \hat{e}_b , donde dicha estimación se calcula según:

$$\hat{g}_b = \hat{B}\bar{g}_i$$

$$\hat{e}_b = \hat{B}\bar{e}_i$$

- obtener la corrección u_ω mediante la ley de control:

$$u_\omega = \sigma(\hat{g}_b \times \hat{g}_b + \hat{e}_b \times \hat{e}_b) \quad [1]$$

siendo σ un escalar positivo,

5 de forma que al aplicar esta corrección u_ω a la velocidad angular medida $\hat{\omega}_b$ y utilizar la velocidad angular resultante $\hat{\omega}_b = \hat{\omega}_b + u_\omega$ como entrada al módulo de integración de las ecuaciones cinemáticas, éstas son estables en sentido ISS y el error en la estimación de la matriz de cosenos directores \hat{B} y de los ángulos de Euler $\hat{\Phi}$ se mantiene acotado.

10

Referencias:

- [ref1] Miroslav Krstic, Ioannis Kanellakopoulos, Petar Kokotovic, "Nonlinear and adaptive Control Design", Willey, 1995.
- [ref2] E. D. Sontag, Smooth stabilization implies co-prime factorization, IEEE Transactions on Automatic Control, AC-34 (1989)
- 15 [ref3] E. D. Sontag, Yuang Wang, On Characterizations of the Input-to-State Stability Property.
- [ref4] M. Manda et al., International Geomagnetic Reference Field - Epoch 2000 Revision Of The IGRF for 2000 - 2005, <http://www.ngdc.noaa.gov/IAGA/wg8/igrf.html>, 26 May 2000.
- 20 [ref5] Brian L. Stevens, Frank L. Lewis, "Aircraft Control and Simulation", Willey 1992
- [ref6] Hans W. Schüssler, Peter Stefen, "Some Advanced Topics in Filter Design", in Advanced Topics in Signal Processing Prentice Hill 1988.

Breve descripción de los dibujos

25 A continuación se pasa a describir de manera muy breve una serie de dibujos que ayudan a comprender mejor la invención y que se relacionan expresamente con una realización de dicha invención que se presenta como un ejemplo no limitativo de ésta.

La figura 1 muestra en un diagrama de bloques el sistema de la invención en un sistema de navegación, guiado y control en una aeronave no tripuladas (UAV).

30

La figura 2 se muestra el esquema de implementación del sistema de la invención como elemento integrante de un sistema de control de vuelo.

La figura 3 presenta un diagrama de bloques general de los elementos de los que consta el sistema de la invención.

La figura 4 muestra en diagrama de bloques una vista detallada del módulo de resolución de ecuaciones cinemáticas.

5 La figura 5 muestra un diagrama de bloques detallado de los módulos de adquisición y proceso de la velocidad angular y de adquisición y proceso de datos de sensores.

La figura 6 muestra en diagrama de bloques detallado del módulo de navegación.

10 Descripción de una realización preferida de la invención

Como ejemplo del mejor modo de llevar a la práctica la invención se presenta la realización de una unidad de fusión de sensores para un sistema de control de vuelo de una aeronave no tripulada (UAV) de corto-medio alcance y baja velocidad, sin que esto suponga que no sean posibles otras implementaciones.

15 En la figura 1 se presenta el sistema de control de vuelo en una aeronave no tripulada 10, constituido por sensores 2, el sistema 1 de la invención, un sistema de control y guiado 3 y actuadores 4. El sistema 1 de la invención suministra información de actitud, velocidad y posición al sistema de control y guiado 3, que a su vez proporciona la correspondiente información a los actuadores 4 de la aeronave. Son
20 entradas del sistema de la invención la información proporcionada por un conjunto de sensores, que en esta figura 1 se representan conjuntamente en una única caja como sensores 2.

En la figura 2 se detallan dichos sensores, que son:

- una Unidad de Medida Inercial (IMU) 21, que incluye un conjunto de tres
25 giróscopos 211 y tres acelerómetros 212 situados según los ejes cuerpo del vehículo (en este caso se trata de una IMU de estado sólido y bajo coste, por ejemplo, Crossbow IMU400);
- un magnetómetro 22 con capacidad para medir el campo magnético terrestre según los tres ejes cuerpo del vehículo;
- 30 - un tubo de Pitot 23, que incluye sensores de presión estática 231 y diferencial 232;
- dos veletas 24 dotadas de potenciómetros para medir los ángulos de ataque 241 y resbalamiento 242;
- un receptor GPS 25 (Global Positioning System) con una única antena.

35 La mejor realización contemplada del sistema de la invención es un sistema

basado en microprocesador, compuesto por tarjetas PC-104. Como se presenta en la figura 2 el sistema consta de una tarjeta de adquisición analógico-digital 26 (por ejemplo, DM6420 de RTD embedded technologies) para adquirir datos del magnetómetro 22, las veletas 24 y el Pitot 23, una tarjeta de puertos serie RS-232 29 (por ejemplo, CM310 de RTD embedded technologies) para adquirir datos de la IMU 21 y del GPS 25, una tarjeta de CPU 28 (por ejemplo, CMV6486 de RTD embedded technologies) que contiene al microprocesador y la memoria donde residen en forma de programa ejecutable los algoritmos de los módulos 11, 12, 13, 14, 15, 16 y 17 (figura 3). El sistema dispone de un bus PC-104 20, que comunica a las diferentes tarjetas y una tarjeta de alimentación eléctrica 27 que tiene como entrada una alimentación estándar de avión de 28 voltios y genera y distribuye a través de bus los $+5V, \pm 12V$ que necesitan las tarjetas.

En esta realización, se toman como vectores unitarios constantes no colineales las direcciones de la gravedad local \vec{g} y de la proyección del campo magnético terrestre sobre el plano horizontal perpendicular a la gravedad local \vec{e} , que se consideran constantes. Las componentes, tanto en ejes cuerpo como en ejes tierra, de éstos vectores se calculan, a partir de medidas de sensores mencionados anteriormente, en el módulo de adquisición y proceso de datos de sensores 17.

Así, para calcular \hat{g}_b , la fuerza específica $\hat{a}_b(t)$ medida por los acelerómetros 212 se adquiere en el modulo 17 y se retrasa un tiempo τ , correspondiente a cinco periodos de muestreo, en el FIFO 170 para obtener $\hat{a}_b(t - \tau)$ y suministrarla al módulo 178. De forma similar, la velocidad angular $\hat{\omega}_b(t)$ medida por los giróscopos 211 se adquiere en el módulo de adquisición y proceso de la velocidad angular 11 y se retrasa en el FIFO 111 para obtener $\hat{\omega}_b(t - \tau)$ que se suministra al módulo 178. La presión estática \hat{p}_s medida en el sensor 231 y la presión diferencial \hat{p}_d medida en el sensor 232 se adquieren en el módulo 17 y se procesan en el módulo de cálculo de altitud y velocidad 171 para obtener \hat{v} la velocidad verdadera respecto al aire (TAS, true air speed) y la altitud \hat{h} por un procedimiento que es conocido para un experto en la materia. Como en este procedimiento se requiere conocer la temperatura ambiente en el exterior T_0 , ésta se suministra inicialmente, antes del vuelo, por ejemplo en un fichero de inicialización. La velocidad verdadera respecto al aire \hat{v} se suministra al módulo 176 junto con el ángulo de ataque $\hat{\alpha}$, adquirido del sensor 241, y el ángulo de resbalamiento $\hat{\beta}$, adquirido del sensor 242, y en dicho módulo 176 se calcula el

vector velocidad respecto al aire en ejes cuerpo $\hat{v}_b(t)$ de la siguiente forma:

$$\hat{v}_b = \begin{bmatrix} \hat{v} \cos \hat{\alpha} \cos \hat{\beta} \\ \hat{v} \sin \hat{\beta} \\ \hat{v} \sin \hat{\alpha} \cos \hat{\beta} \end{bmatrix}$$

Esta velocidad se retrasa un tiempo τ para obtener $\hat{v}_b(t-\tau)$ que se suministra al módulo 178. La velocidad $\hat{v}_b(t)$ se deriva numéricamente utilizando un filtro de Savitzky-Golay 179 [ref 6] de orden cuatro con una ventana de 11 muestras, calculándose la derivada para la muestra con índice 5, es decir, la derivada está retrasada τ , cinco periodos de muestreo. Esta derivada $\dot{\hat{v}}_b(t-\tau)$ se suministra al módulo 178 donde, finalmente, se calculan las componentes en ejes cuerpo del vector gravedad local $\hat{g}_b(t-\tau)$ según:

$$\hat{g}_b(t-\tau) = \dot{\hat{v}}_b(t-\tau) + \hat{\omega}_b(t-\tau) \times \hat{v}_b(t-\tau) - \hat{a}_b(t-\tau)$$

que corresponden a las ecuaciones traslacionales del movimiento del vehículo con las hipótesis de "tierra plana", gravedad constante, acelerómetro situado en el centro de gravedad del vehículo y velocidad del viento constante. A la vista de estas ecuaciones se justifica la razón de retrasar las diferentes variables. Obtener la derivada numérica de la velocidad, que es una variable que contiene ruido, no es tarea sencilla; una de las mejores soluciones es el filtro de Savitzky-Golay, pero éste es un filtro no causal, por lo que hay que retrasar el instante en que se calcula la derivada.

Para calcular \hat{e}_b , en primer lugar se adquiere, en el módulo 17, el valor del campo magnético terrestre $\hat{m}_b(t)$ medido en el magnetómetro 22 y se retrasa un tiempo τ en el FIFO 174 para obtenerse $\hat{m}_b(t-\tau)$ y suministrarse al módulo 175. En este módulo 175, al que también se ha proporcionado $\hat{g}_b(t-\tau)$, se realiza el cálculo:

$$\hat{e}_b(t-\tau) = \hat{m}_b(t-\tau) - \hat{m}_b(t-\tau) \cdot \frac{\hat{g}_b(t-\tau)}{|\hat{g}_b(t-\tau)|}$$

El cálculo de las componentes en ejes tierra de los vectores unitarios en la dirección de la gravedad local y la proyección del campo magnético terrestre sobre el plano horizontal perpendicular a la gravedad local \hat{g}_t, \hat{e}_t se realiza en el módulo 173. En éste módulo 173 se implementa un modelo del International Geomagnetic Reference Field (IGRF) [ref 4] que proporciona las componentes del campo magnético terrestre en ejes tierra \hat{m}_t dada la posición del vehículo \hat{P}_t . De la misma forma un

modelo de gravedad local proporciona \bar{g} , a partir de la posición del vehículo \hat{P}_t . Para obtener esta posición, en el módulo 17 se adquieren las medidas del GPS 25, se procesan en el módulo 172 para convertirlas del sistema de referencia del GPS a ejes tierra y la posición \hat{P}_t así obtenida se suministra al módulo 173.

- 5 Los tres giróscopos 211 situados según los ejes cuerpo de la aeronave miden las tres componentes de la velocidad angular $\hat{\omega}_b$ en estos ejes. Esta es adquirida en un módulo de adquisición y proceso de la velocidad angular 11, donde en un FIFO 111 se retrasa un tiempo τ correspondiente a cinco periodos de muestreo. El módulo 11 suministra velocidad angular actual $\hat{\omega}_b(t)$ al módulo de resolución de ecuaciones cinemáticas 13, y velocidad angular retrasada $\hat{\omega}_b(t-\tau)$ al módulo 12, donde le suma la corrección $u_\omega(t-\tau)$ calculada en el módulo de control 14 para obtener una velocidad angular corregida $\hat{\omega}_b(t-\tau) = \hat{\omega}_b(t-\tau) + u_\omega(t-\tau)$, que también se suministra al módulo 13.

- 15 En el módulo de resolución de ecuaciones cinemáticas 13 se utiliza el quaternion $q^T = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]$ como medio de representación de la actitud. Inicialmente el quaternion se calcula en el módulo 134 a partir de los ángulos de Euler $\Phi_0^T = [\phi \ \theta \ \psi]$ iniciales que se suministran externamente, según:

$$\begin{aligned} q_0(t_0) &= \cos\left(\frac{\phi_0}{2}\right)\cos\left(\frac{\theta_0}{2}\right)\cos\left(\frac{\psi_0}{2}\right) + \sin\left(\frac{\phi_0}{2}\right)\sin\left(\frac{\theta_0}{2}\right)\sin\left(\frac{\psi_0}{2}\right) \\ q_1(t_0) &= \sin\left(\frac{\phi_0}{2}\right)\cos\left(\frac{\theta_0}{2}\right)\cos\left(\frac{\psi_0}{2}\right) - \cos\left(\frac{\phi_0}{2}\right)\sin\left(\frac{\theta_0}{2}\right)\sin\left(\frac{\psi_0}{2}\right) \\ q_2(t_0) &= \cos\left(\frac{\phi_0}{2}\right)\sin\left(\frac{\theta_0}{2}\right)\cos\left(\frac{\psi_0}{2}\right) + \sin\left(\frac{\phi_0}{2}\right)\cos\left(\frac{\theta_0}{2}\right)\sin\left(\frac{\psi_0}{2}\right) \\ q_3(t_0) &= \cos\left(\frac{\phi_0}{2}\right)\cos\left(\frac{\theta_0}{2}\right)\sin\left(\frac{\psi_0}{2}\right) - \sin\left(\frac{\phi_0}{2}\right)\sin\left(\frac{\theta_0}{2}\right)\cos\left(\frac{\psi_0}{2}\right) \end{aligned} \quad [2.1]$$

- 20 Las ecuaciones cinemáticas del movimiento del vehículo expresadas en función del quaternion son:

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & \omega_0 & \omega_1 & \omega_2 \\ -\omega_0 & 0 & -\omega_2 & \omega_1 \\ -\omega_1 & \omega_2 & 0 & -\omega_0 \\ -\omega_2 & -\omega_1 & \omega_0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad [2.2]$$

que abreviadamente representaremos como: $\dot{q}(t) = \Psi(\omega_b(t))q(t)$. Integraremos estas

ecuaciones en dos fases:

$$q(t) = \int_{t_0}^{t-\tau} \dot{q}(\xi) d\xi + \int_{t-\tau}^t \dot{q}(\xi) d\xi,$$

5 en una primera fase utilizaremos la velocidad angular corregida $\hat{\omega}$ en las ecuaciones diferenciales [2.2] y las integraremos en el módulo 137 utilizando, por ejemplo, el método de McKern [ref5] desde el tiempo inicial hasta $t-\tau$, ya que solamente se dispone de $\hat{\omega}_b(t-\tau)$ y no de $\hat{\omega}_b(t)$ en cada instante t . De esta forma obtenemos $\hat{q}(t-\tau)$ y como se demostró al desarrollar la ley de control sabemos que el error $\tilde{q}(t-\tau) = q(t-\tau) - \hat{q}(t-\tau)$ está acotado. La segunda fase de la integración se realiza en el módulo 132 donde se integra la derivada del quaternion, calculada en el módulo 10 131 utilizando la velocidad angular $\hat{\omega}_b(t)$, desde el instante $t-\tau$ hasta t , y utilizando como valor inicial en $t-\tau$ el quaternion estimado en el módulo 137: $\hat{q}(t-\tau)$. Dado que esta segunda fase de la integración se desarrolla durante un tiempo muy pequeño τ , correspondiente a cinco muestras, el error cometido por utilizar $\hat{\omega}_b(t)$ en vez de $\hat{\omega}_b(t)$ es despreciable y como resultado se obtiene $\hat{q}(t)$ que se distribuye al módulo 15 138 donde se calcula la matriz de transformación de ejes tierra a ejes cuerpo $\hat{B}(t)$ según:

$$\hat{B} = \begin{bmatrix} \hat{q}_0^2 + \hat{q}_1^2 - \hat{q}_2^2 - \hat{q}_3^2 & 2(\hat{q}_1\hat{q}_2 - \hat{q}_0\hat{q}_3) & 2(\hat{q}_1\hat{q}_3 + \hat{q}_0\hat{q}_2) \\ 2(\hat{q}_1\hat{q}_2 + \hat{q}_0\hat{q}_3) & \hat{q}_0^2 - \hat{q}_1^2 + \hat{q}_2^2 - \hat{q}_3^2 & 2(\hat{q}_2\hat{q}_3 + \hat{q}_0\hat{q}_1) \\ 2(\hat{q}_1\hat{q}_3 - \hat{q}_0\hat{q}_2) & 2(\hat{q}_2\hat{q}_3 - \hat{q}_0\hat{q}_1) & \hat{q}_0^2 - \hat{q}_1^2 - \hat{q}_2^2 + \hat{q}_3^2 \end{bmatrix}$$

utilizando el quaternion $\hat{q}(t)$. De la misma forma, en el módulo 138 se calcula $\hat{B}(t-\tau)$ utilizando $\hat{q}(t-\tau)$ proporcionado por el módulo 137.

20 Conocidos $\hat{B}(t-\tau)$ proporcionado por el módulo 137 y $\bar{e}_i(t-\tau), \bar{g}_i(t-\tau)$ proporcionados por el 17, en el módulo 15 se sintetiza $\hat{e}_b(t-\tau), \hat{g}_b(t-\tau)$ según:

$$\hat{e}_b(t-\tau) = \hat{B}(t-\tau) \bar{e}_i$$

$$\hat{g}_b(t-\tau) = \hat{B}(t-\tau) \bar{g}_i$$

y en el módulo 14 se calcula la corrección $u_\omega(t-\tau)$ anterior mediante la ley de control:

$$u_\omega(t-\tau) = \sigma(\bar{g}_b(t-\tau) \times \hat{g}_b(t-\tau) + \bar{e}_b(t-\tau) \times \hat{e}_b(t-\tau))$$

donde σ es una ganancia escalar constante positiva, que se ha seleccionado en este caso a un valor de 0.1.

Como se muestra en la figura 6, el módulo de navegación 16 consiste en tres filtros Kalman estacionarios uno para cada uno de los canales x,y,z, 161, 162, 163 respectivamente, y se calcula en el módulo 164 la aceleración en ejes tierra a partir de la fuerza específica $\hat{a}_b(t)$ y gravedad \bar{g}_i proporcionadas por el módulo 17 y $\hat{B}(t)$ proporcionada por el módulo 13:

$$\hat{a}_i = \hat{B}^T \hat{a}_b + g_i$$

y se suministra cada componente de \hat{a}_i como señal de control a cada uno de los filtros. Suponemos que \hat{a}_i contiene ruido exponencialmente correlacionado, pudiendo describirse como:

$$\begin{aligned} a_i &= \hat{a}_i + r \\ \dot{r} &= -\gamma r + \varepsilon_r \end{aligned}$$

donde ε_r es ruido blanco de media cero y γ es diagonal. Por tanto, el vector de estado básico consistente en p_i, V_i posición y velocidad se aumenta con r , correspondiente al "shaping filter" anterior, para tener en cuenta la correlación en la aceleración.

Consideramos que la velocidad de la masa de aire respecto a tierra se compone de una constante V_w , la velocidad del viento, y un ruido correlacionado w_g , que representa la turbulencia atmosférica y puede representarse por:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{s}_0 \\ \dot{s}_1 \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ \lambda_0 & \lambda_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} s_0 \\ s_1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} \varepsilon_s \\ w_g &= \begin{bmatrix} \mu_0 & \mu_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} s_0 \\ s_1 \end{bmatrix} \end{aligned}$$

donde ε_s es ruido blanco con media cero, y las constantes λ, μ se determinan a partir de la densidad espectral especificada en [Mil. Spec. 1797].

Para poder identificar la velocidad del viento en ejes tierra, incorporaremos el "shaping filter" anterior añadiendo tres componentes más al vector de estado de cada uno de los filtros: V_w, s_0, s_1 . Finalmente el vector de estado queda:

$$x_i = [p_{ii} \quad V_{ii} \quad r_i \quad s_{0i} \quad s_{1i} \quad V_{wi}]^T$$

Las ecuaciones de estado son:

$$\begin{aligned}\dot{p}_t &= V_t \\ \dot{V}_t &= \hat{a}_t + r \\ \dot{r} &= -\gamma r + \varepsilon_r \\ \dot{s}_0 &= s_1 \\ \dot{s}_1 &= \lambda_0 s_0 + \lambda_1 s_1 + \varepsilon_s \\ \dot{V}_w &= 0\end{aligned}$$

Como medidas, además de las del GPS \hat{p}_t, \hat{V}_t , incorporamos la velocidad aerodinámica en ejes tierra:

$$5 \quad \hat{v}_t = \hat{B}^T \hat{v}_b$$

que se calcula en el módulo 165.

También incorporamos la medida de la altura barométrica, pero solo en el filtro correspondiente al canal z:

$$h - h_0 = -p_{t2} + \eta_h$$

10 Las ecuaciones de medida quedan:

$$\begin{aligned}\hat{v}_t &= V_t - V_w - \mu_0 s_0 - \mu_1 s_1 + \eta_v \\ \hat{V}_t &= V_t + \eta_V \\ \hat{p}_t &= p_t + \eta_p \\ h - h_0 &= -p_{t2} + \eta_h\end{aligned}$$

donde η es ruido blanco con media cero.

Los filtros Kalman quedan:

$$\begin{aligned}\dot{x}_i &= A_i x_i + B \hat{a}_i + K_i [y_i - C_i x_i] \\ i &= 0, 1, 2\end{aligned}$$

15 donde:

$$A_i = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\gamma_i & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \lambda_{0i} & \lambda_{1i} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad B_i = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$i = 0, 1, 2$

$$y_i = \begin{bmatrix} \hat{v}_{ii} \\ \hat{V}_{ii} \\ \hat{p}_{ii} \end{bmatrix} \quad i = 0,1; \quad y_2 = \begin{bmatrix} \hat{v}_{i2} \\ \hat{V}_{i2} \\ \hat{p}_{i2} \\ h-h \end{bmatrix}$$

$$C_i = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & -\mu_{0i} & -\mu_{1i} & -1 \end{bmatrix} \quad i = 0,1$$

$$C_2 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & -\mu_{02} & -\mu_{12} & -1 \\ -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

y las ganancias K_i se obtienen resolviendo la correspondiente ecuación algebraica de

- 5 Riccati dadas las matrices de covarianza del ruido de proceso Q_i y medida R_i :

$$A_i P_i + P_i A_i^T + Q_i - P_i C_i^T R_i^{-1} C_i P_i = 0$$

$i = 0,1,2$

REIVINDICACIONES

1. Sistema para estimar posición, velocidad y orientación de un vehículo (10), que comprende:

- medios para determinar las componentes, según ejes cuerpo del vehículo, de dos vectores unitarios constantes no colineales \hat{g}_b, \hat{e}_b ;

- medios para determinar las componentes, según ejes tierra, de dichos vectores unitarios constantes no colineales \bar{g}_t, \bar{e}_t ;

- medios para determinar las tres componentes de velocidad angular $\hat{\omega}_b$ del vehículo en ejes cuerpo;

10 caracterizado porque el sistema comprende:

- medios para corregir dicha velocidad angular $\hat{\omega}_b$ con una corrección u_ω y obtener una velocidad angular corregida $\hat{\omega}_b = \hat{\omega}_b + u_\omega$;

- un módulo de integración de las ecuaciones cinemáticas (13) del vehículo, que recibe como entrada la velocidad angular corregida $\hat{\omega}_b$ y proporciona la matriz de

15 transformación \hat{B} de ejes tierra a ejes cuerpo del vehículo y la orientación del vehículo en forma de ángulos de Euler $\hat{\Phi}$;

- un módulo de síntesis (15) de las componentes en ejes cuerpo de los dos vectores unitarios constantes no colineales para proporcionar una estimación de dichos vectores no colineales en ejes cuerpo \hat{g}_b, \hat{e}_b , donde dicha estimación se calcula

20 según:

$$\hat{g}_b = \hat{B}\bar{g}_t$$

$$\hat{e}_b = \hat{B}\bar{e}_t$$

- un módulo de control (14), que implementa una ley de control para calcular dicha corrección u_ω , donde dicha ley de control es:

$$u_\omega = \sigma(\bar{g}_t \times \hat{g}_b + \bar{e}_t \times \hat{e}_b) \quad [1]$$

25 siendo σ un escalar positivo,

de forma que al aplicar esta corrección u_ω a la velocidad angular medida $\hat{\omega}_b$ y utilizar la velocidad angular resultante $\hat{\omega}_b = \hat{\omega}_b + u_\omega$ como entrada al módulo de integración de las ecuaciones cinemáticas, éstas son estables en sentido ISS y el error en la estimación de la matriz de cosenos directores \hat{B} y de los ángulos de Euler $\hat{\Phi}$ se

30 mantiene acotado.

2. Sistema según la reivindicación 1, caracterizado porque dichos vectores unitarios no colineales \vec{g}, \vec{e} son gravedad local \vec{g} y proyección del campo magnético sobre el plano perpendicular a la gravedad \vec{e} .

3. Sistema según la reivindicación 2, caracterizado porque los medios para determinar las componentes, según ejes cuerpo del vehículo, de los dos vectores unitarios constantes no colineales \vec{g}_b, \vec{e}_b incluyen:

- una Unidad de Medida Inercial (IMU) (21), que incluye un conjunto de al menos tres giróscopos (211) y al menos tres acelerómetros (212) situados según los ejes cuerpo del vehículo;
- 10 - un magnetómetro (22) con capacidad para medir el campo magnético terrestre según los ejes cuerpo del vehículo;
- sensores de presión estática (231) y diferencial (232);
- dos veletas (24) para medir los ángulos de ataque (241) y resbalamiento (242);
- un módulo de adquisición y proceso (11) de la velocidad angular, configurado
- 15 para adquirir la velocidad angular $\hat{\omega}_b(t)$ y retrasarla para obtener $\hat{\omega}_b(t-\tau)$;
- un módulo de adquisición y proceso de datos (17) configurado para adquirir la fuerza específica $\hat{a}_b(t)$ medida por los acelerómetros (212), la presión estática $\hat{p}_s(t)$ medida en el sensor (231), la presión diferencial $\hat{p}_d(t)$ medida en el sensor (232), el ángulo de ataque $\hat{\alpha}(t)$ medido en el sensor (241), el ángulo de resbalamiento $\hat{\beta}(t)$
- 20 medido en el sensor (242) y el valor del campo magnético terrestre $\hat{m}_b(t)$ medido en el magnetómetro (22), retrasarlos y procesarlos para calcular la velocidad verdadera respecto al aire $\hat{v}(t-\tau)$, la velocidad aerodinámica en ejes cuerpo $\hat{v}_b(t-\tau)$ según:

$$\hat{v}_b = \begin{bmatrix} \hat{v} \cos \hat{\alpha} \cos \hat{\beta} \\ \hat{v} \sin \hat{\beta} \\ \hat{v} \sin \hat{\alpha} \cos \hat{\beta} \end{bmatrix},$$

la derivada numérica de la velocidad aerodinámica en ejes cuerpo $\dot{\hat{v}}_b(t-\tau)$,

25 la gravedad local en ejes cuerpo \hat{g}_b según:

$$\hat{g}_b(t-\tau) = \dot{\hat{v}}_b(t-\tau) + \hat{\omega}_b(t-\tau) \times \hat{v}_b(t-\tau) - \hat{a}_b(t-\tau)$$

y la proyección del campo magnético terrestre sobre el plano horizontal perpendicular a la gravedad local $\vec{e}(t-\tau)$ según:

$$\hat{e}_b(t-\tau) = \hat{m}_b(t-\tau) - \hat{m}_b(t-\tau) \cdot \frac{\hat{g}_b(t-\tau)}{|\hat{g}_b(t-\tau)|};$$

4. Sistema según la reivindicación 3, caracterizado porque los medios para conocer las componentes, según ejes tierra, de los dos vectores unitarios constantes no colineales \vec{g}_t, \vec{e}_t incluyen:

- 5 - un receptor GPS (25) (Global Positioning System);
y porque en dicho módulo de adquisición y proceso de datos (17) se adquieren los datos proporcionados por el GPS, se procesan y se utilizan para calcular las componentes, según los ejes tierra, de los dos vectores unitarios constantes no colineales \vec{g}_t, \vec{e}_t .
- 10 5. Sistema según la reivindicación 3, caracterizado porque el sistema incluye un filtro de Savitzky-Golay (179) en el que se calcula \hat{v}_b , derivada numérica de \hat{v}_b .
6. Sistema según la reivindicación 1, que incluye:
 - medios de adquisición de datos de un grupo de sensores (25, 231) situados en el vehículo, que proporcionan posición y velocidad según ejes tierra \hat{P}_t, \hat{V}_t ;
 - 15 - medios de adquisición de datos de otro grupo de sensores (212) situados en el vehículo, que proporcionan fuerza específica \hat{a}_b en ejes cuerpo;
 - un módulo de navegación, donde a partir de la fuerza específica \hat{a}_b y de la matriz de cosenos directores \hat{B} se integran las ecuaciones de navegación del vehículo para obtener posición y velocidad calculadas en ejes locales y se corrigen en
 - 20 un filtro de Kalman para obtener posición y velocidad estimadas en ejes locales.
7. Método para estimar posición, velocidad y orientación de un vehículo (10), que comprende:
 - calcular las componentes, según ejes cuerpo del vehículo, de dos vectores unitarios constantes no colineales \vec{g}_b, \vec{e}_b a partir de medidas de sensores situados en
 - 25 el vehículo según los ejes cuerpo de éste;
 - calcular las componentes, según ejes tierra, de dichos vectores unitarios constantes no colineales \vec{g}_t, \vec{e}_t , a partir de medidas de sensores situados en el vehículo que proporcionan posición en ejes locales;
 - medir las tres componentes de velocidad angular $\hat{\omega}_b$ del vehículo en ejes
 - 30 cuerpo;
 - corregir la velocidad angular $\hat{\omega}_b$ con una corrección u_ω y obtener una

velocidad angular corregida $\hat{\omega}_b = \hat{\omega}_b + u_\omega$;

- integrar las ecuaciones cinemáticas del vehículo, en función de la velocidad angular corregida $\hat{\omega}_b$ y proporcionar la matriz de transformación \hat{B} de ejes tierra a ejes cuerpo del vehículo y la orientación del vehículo en forma de ángulos de Euler $\hat{\Phi}$;
- 5 - calcular una estimación de las componentes en ejes cuerpo de los dos vectores unitarios constantes no colineales \hat{g}_b, \hat{e}_b , donde dicha estimación se calcula según:

$$\hat{g}_b = \hat{B}\bar{g}_t$$

$$\hat{e}_b = \hat{B}\bar{e}_t$$

- obtener la corrección u_ω mediante la ley de control:

$$u_\omega = \sigma(\hat{g}_b \times \hat{g}_b + \hat{e}_b \times \hat{e}_b) \quad [1]$$

- 10 siendo σ un escalar positivo,

de forma que al aplicar esta corrección u_ω a la velocidad angular medida $\hat{\omega}_b$ y utilizar la velocidad angular resultante $\hat{\omega}_b = \hat{\omega}_b + u_\omega$ como entrada al módulo de integración de las ecuaciones cinemáticas, éstas son estables en sentido ISS y el error en la estimación de la matriz de cosenos directores \hat{B} y de los ángulos de Euler $\hat{\Phi}$ se mantiene acotado.

15

8. Método según la reivindicación 7, caracterizado porque dichos vectores unitarios no colineales \bar{g}, \bar{e} son gravedad local \bar{g} y proyección del campo magnético sobre el plano perpendicular a la gravedad \bar{e} .

9. Método según la reivindicación 8, caracterizado porque comprende:

20

- medir fuerza específica $\hat{a}_b(t)$, presión estática $\hat{p}_s(t)$, presión diferencial $\hat{p}_d(t)$, ángulo de ataque $\hat{\alpha}(t)$, ángulo de resbalamiento $\hat{\beta}(t)$ y valor del campo magnético terrestre $\hat{m}_b(t)$;

- calcular la velocidad verdadera respecto al aire $\hat{v}(t)$ a partir de las medidas de presión diferencial $\hat{p}_d(t)$, presión estática $\hat{p}_s(t)$ y conocida la temperatura exterior en

25

el momento inicial T_0 ;

- calcular la velocidad aerodinámica en ejes cuerpo según:

$$\hat{v}_b = \begin{bmatrix} \hat{v} \cos \hat{\alpha} \cos \hat{\beta} \\ \hat{v} \sin \hat{\beta} \\ \hat{v} \sin \hat{\alpha} \cos \hat{\beta} \end{bmatrix};$$

- retrasar un periodo τ la velocidad angular $\hat{\omega}_b(t)$, la fuerza específica $\hat{a}_b(t)$, el campo magnético $\hat{m}_b(t)$ y la velocidad aerodinámica en ejes cuerpo $\hat{v}_b(t)$;
- calcular la derivada numérica de la velocidad aerodinámica en ejes cuerpo $\dot{\hat{v}}_b(t-\tau)$;

- 5 - calcular la gravedad local en ejes cuerpo \hat{g}_b según:

$$\hat{g}_b(t-\tau) = \dot{\hat{v}}_b(t-\tau) + \hat{\omega}_b(t-\tau) \times \hat{v}_b(t-\tau) - \hat{a}_b(t-\tau); \text{ y,}$$

- calcular la proyección del campo magnético terrestre sobre el plano horizontal perpendicular a la gravedad local según:

$$\hat{e}_b(t-\tau) = \hat{m}_b(t-\tau) - \hat{m}_b(t-\tau) \cdot \frac{\hat{g}_b(t-\tau)}{|\hat{g}_b(t-\tau)|}.$$

- 10 10. Método según la reivindicación 9, caracterizado porque se mide la posición en ejes tierra \hat{P}_t y a partir de esta medida se calculan las componentes, según los ejes tierra, de los dos vectores unitarios constantes no colineales \hat{g}_t, \hat{e}_t .

11. Método según cualquiera de las reivindicaciones 9-10, caracterizado porque $\dot{\hat{v}}_b$, derivada numérica de \hat{v}_b , se calcula en un filtro de Savitzky-Golay (179).

- 15 12. Método según cualquiera de las reivindicaciones 7-11, que incluye:

- medir posición y velocidad en unos ejes fijos a tierra \hat{P}_t, \hat{V}_t ;
- medir fuerza específica \hat{a}_b en ejes cuerpo;
- integrar las ecuaciones de navegación del vehículo en función de la fuerza específica \hat{a}_b y de la matriz de cosenos directores \hat{B} para obtener posición y velocidad calculadas en ejes locales y se corrigen en un filtro de Kalman para obtener posición y velocidad estimadas en ejes locales.

20

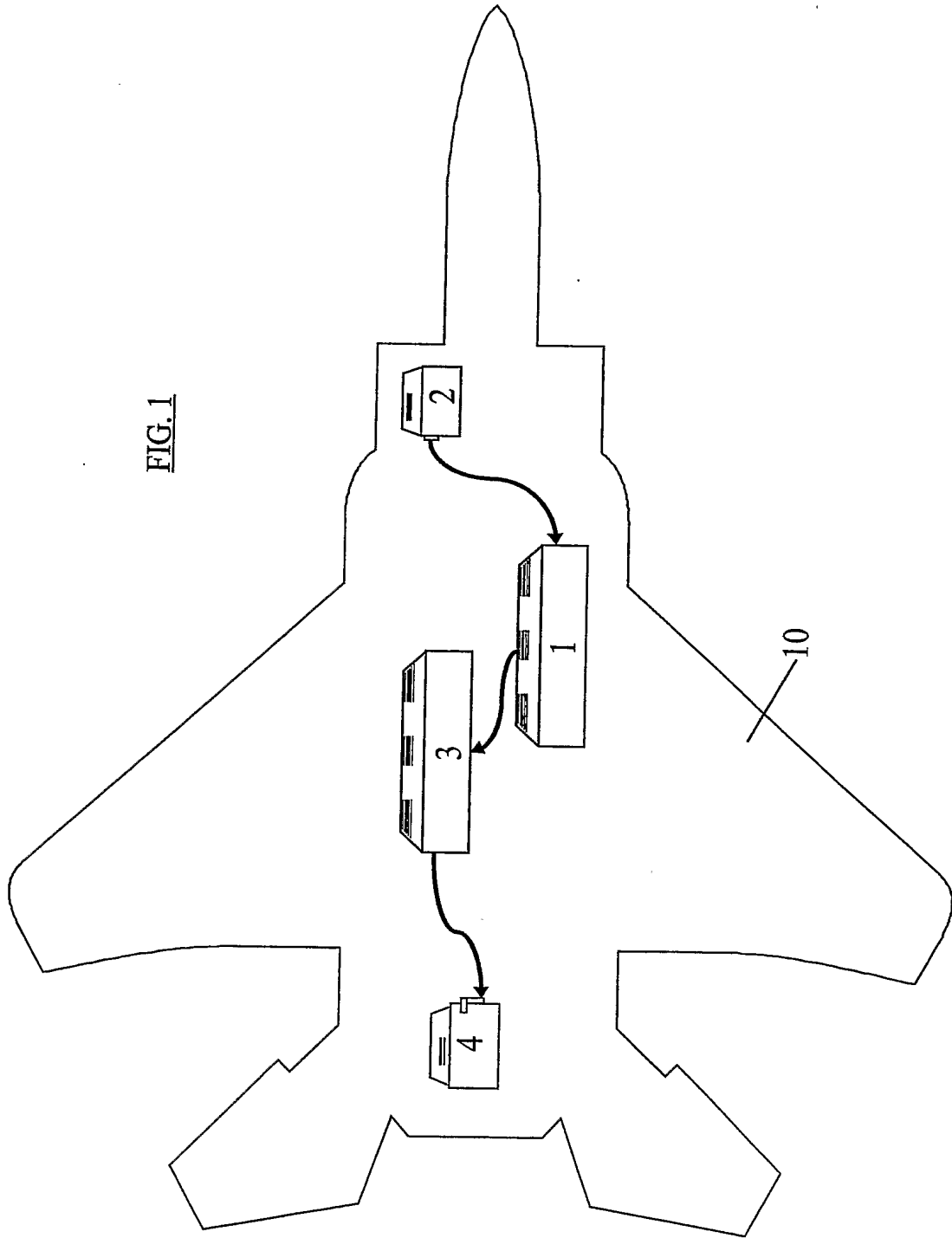
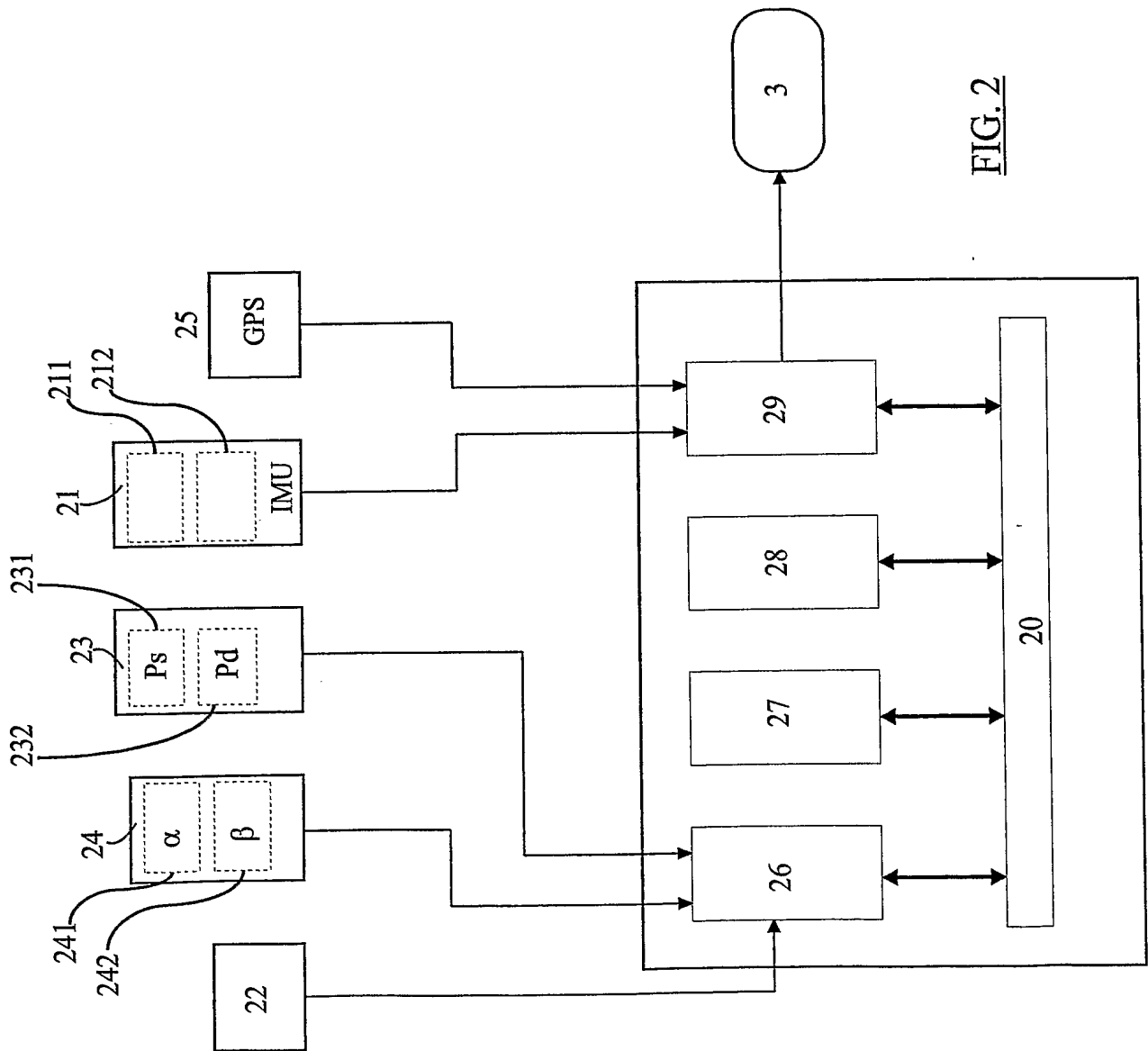


FIG. 1



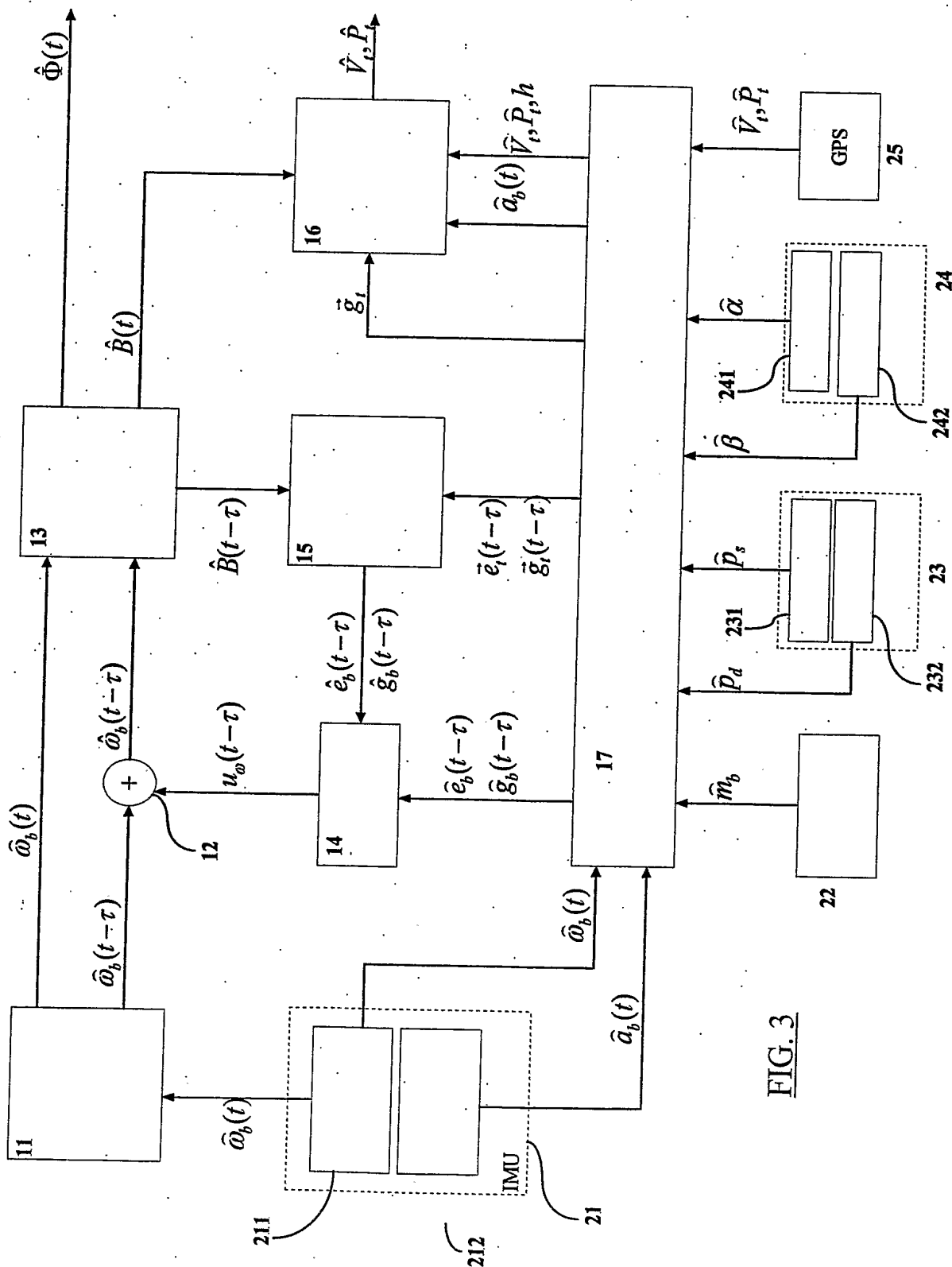


FIG. 3

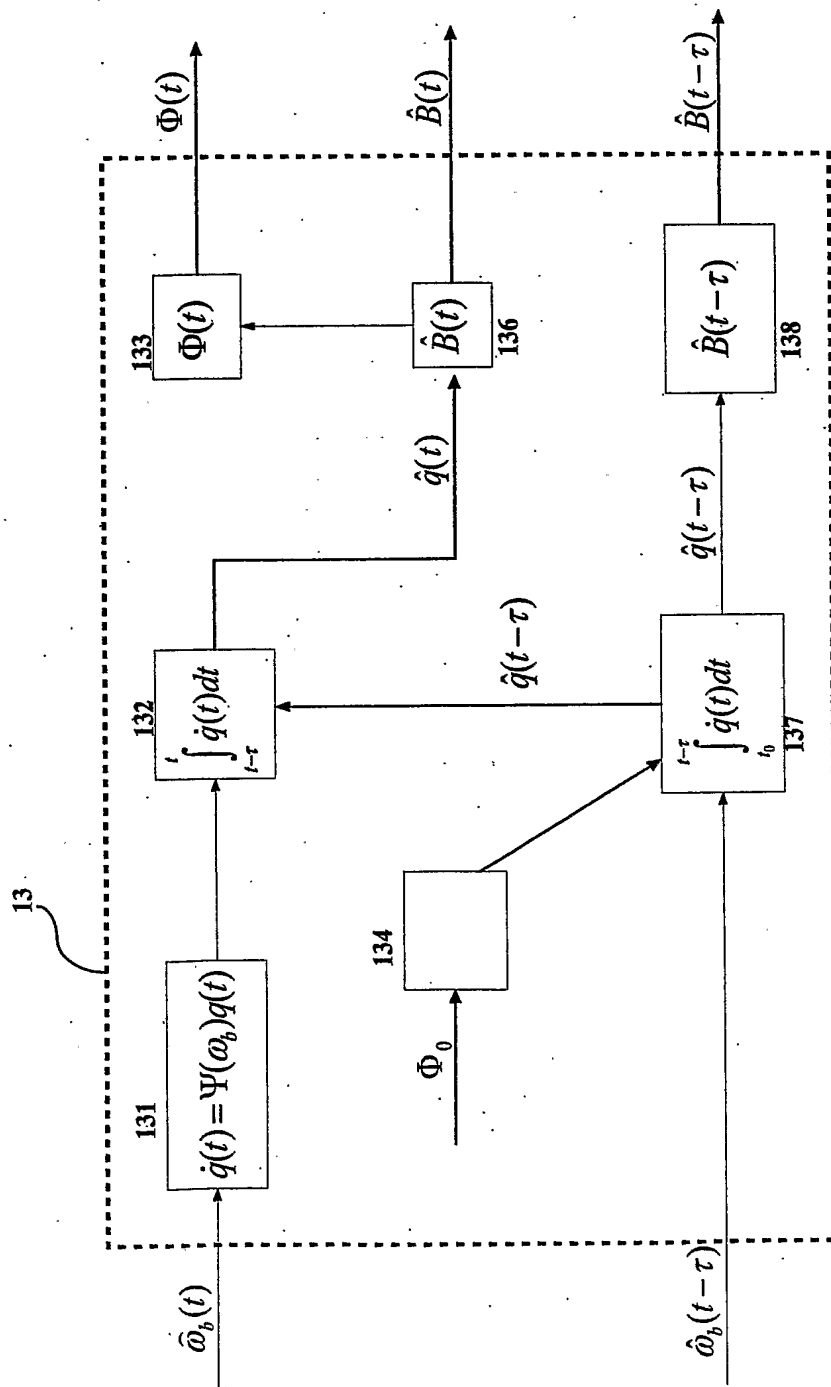
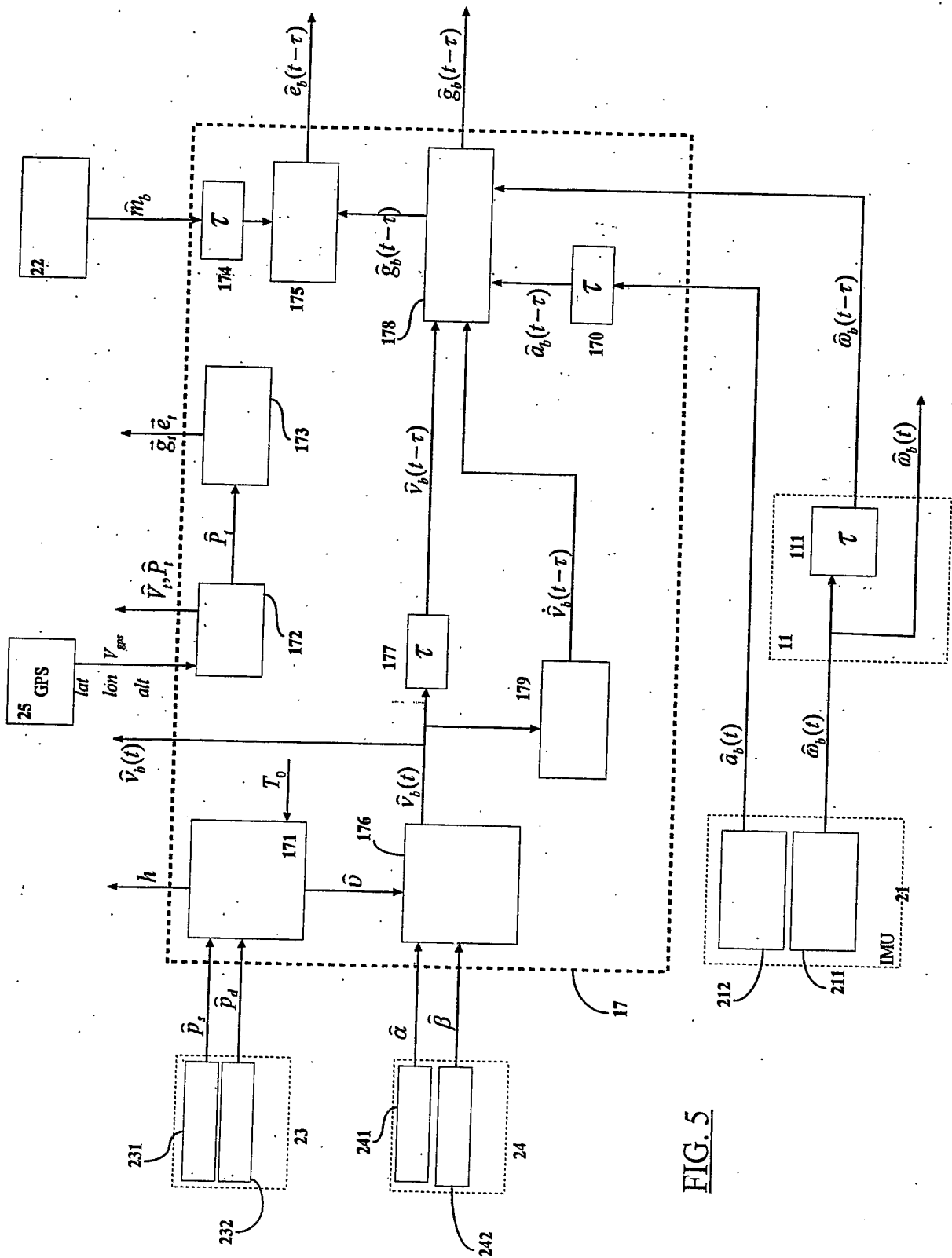


FIG. 4



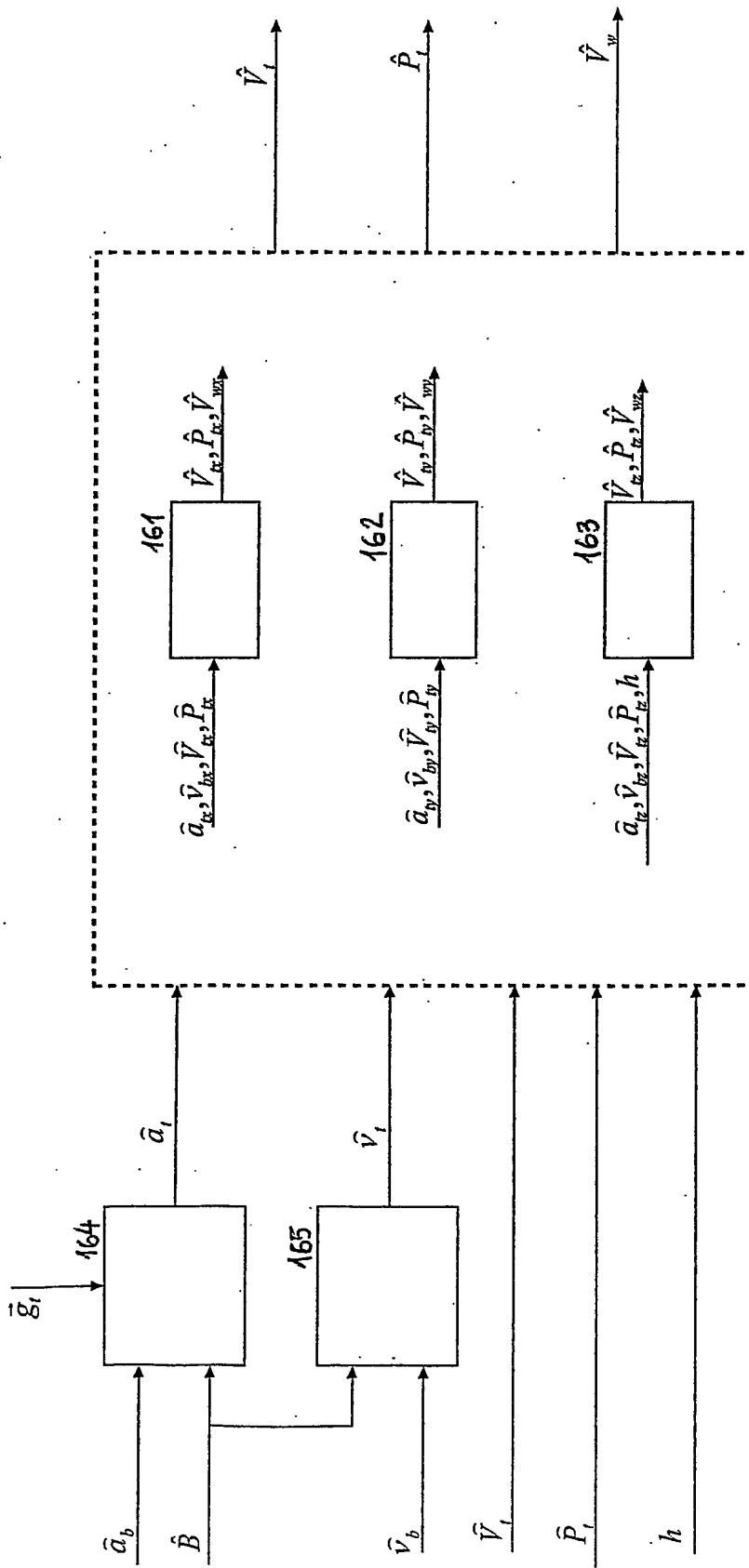


FIG. 6

